

49.6.26

LSC-7号機の実験結果とQ'およびNロケットについて

LSC-7号機はQ'およびNロケット2段に用いるLE 3型液体ロケットエンジンを搭載し、Nロケット第2段エンジンの係しょう環境における性能確認を目的として打上げられたが、酸化剤配管系統に一部破損を生じたため、エンジンの予定の燃焼性能を確認するにいたらなかったことは、まことに遺憾であり、関係各位に対しても申し訳なく思っている。

しかし、燃料および酸化剤のスタートバルブならびにタンクシャットオフバルブの作動を確認し、また予定よりも短い時間ではあったが燃焼室内に噴入された酸化剤に対応するエンジン推力の発生を確認できた点において実験目的の一部は達成したものと考えている。

また、不具合箇所およびその発生理由については、地上の再現実験を含めて詳細な検討を行ない、ほぼ説明することができたと考える。Q'およびNロケットでは推進薬供給系の構造および係しょう環境がLSC-7号機の場合とかなり異なっているので、今回と同様の不具合は起り得ないと考える。

現在、事業団は、Q'およびNロケットについては、係しょう環境下におけるロケットのシステム全体の信頼性の確保をはかるため、設計審査をはじめとする技術検討をさらに広範かつ詳細に行ない、その結果を運用手順等にも反映させて、その打上げに万全を期している。

表-1 推進薬タンク加压時反力上昇に対する検討

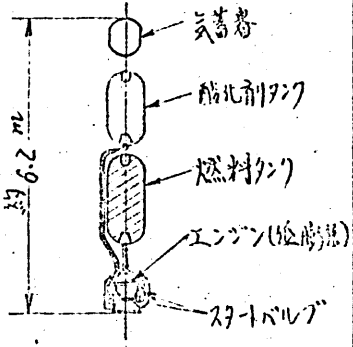
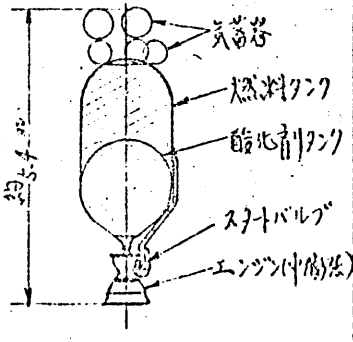
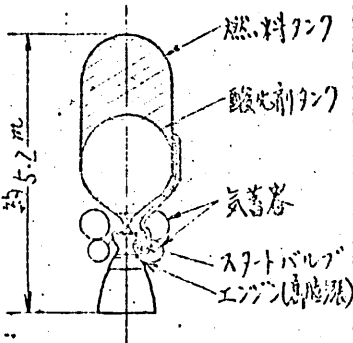
	推進薬タンクの配置	タンク加压時液位の状態			タンク加压時スタートバルブ前 反力基礎		反力上昇予想値 (kg/cm ²)	備 考
		配管 長さ	機軸加速速度 (G)	フレグメント値 (C)	気相体積 (cc) (気相圧力 1.5 kg/cm ²)	対面圧力 (1%cm ²) 対面圧力 (1%cm ²)		
LS-C型ロケット 7号機		酸化剤	-0.8 *1	3.0	738	0.72 *2	128 *9	*1: 図-1と参照のこと *2: 地上における予備加压 なし(大気圧)
		燃料	(発射後15秒) 初段燃焼後の空気の抵抗による減速中	4.7	154 (154)	0.80 *2 (0.80)	43	
試験用ロケット 2号機		酸化剤	+0.0223 *3	29.6	136	4.14 *4	2.7 *6 圧力なし	*3: 図-2と参照のこと *4: 地上における予備加压 (大気圧+3.5 kg/cm ²) *5: 地上における予備加压 (大気圧+0.5 kg/cm ²) *6: フレグメント値が入ったため タンク圧力の上昇が抑制され 気相体積が小さくなる 反力も減ることによる
		燃料	(発射後90秒) フレグメント値による減速中	52.0	132	1.54 *5	同 上 *6	
Nロケット		酸化剤	+0.0815 *7	29.6	99	3.66	同 上 *6	*7: 図-3と参照のこと *8: 反力上昇予想値の計算 Appendix 1による *9: NTO蒸気と液相の割合 *10: 加圧と同時にNTO蒸気は すべて液化する
		燃料	(発射後221秒) バーニアエンジンによる減速中	52.0	130	1.31	同 上 *6	

表-2 液体推進薬の物理的特性

項 目 推 進 薬	四酸化窒素	エアロジン50	硝 酸	UDMH
分子式	N_2O_4	50% N_2H_4 50% $(CH_2)_2NNH_2$	HNO_3	$(CH_2)_2NNH_2$
分子量	92.02	—	63.02	60.10
凝固点 (°C)	-11.2	-5°Cに N_2H_4 凝固	-41.6	-57.2
沸 点 (°C)	21.2	60°C~65°Cにて UDMHを沸騰	121	63.3
密 度 (g/cm^3 at 20°C)	1.447	0.901	1.513	0.793
蒸 気 圧 ($mmHg$ at 20°C)	0.98	0.147	0.0655	0.167
粘 度 ($dyne/cm \cdot s$)	423	—	948	551
備 考				

图-1 LS-C型05-17号试验机轴方向加速度曲线

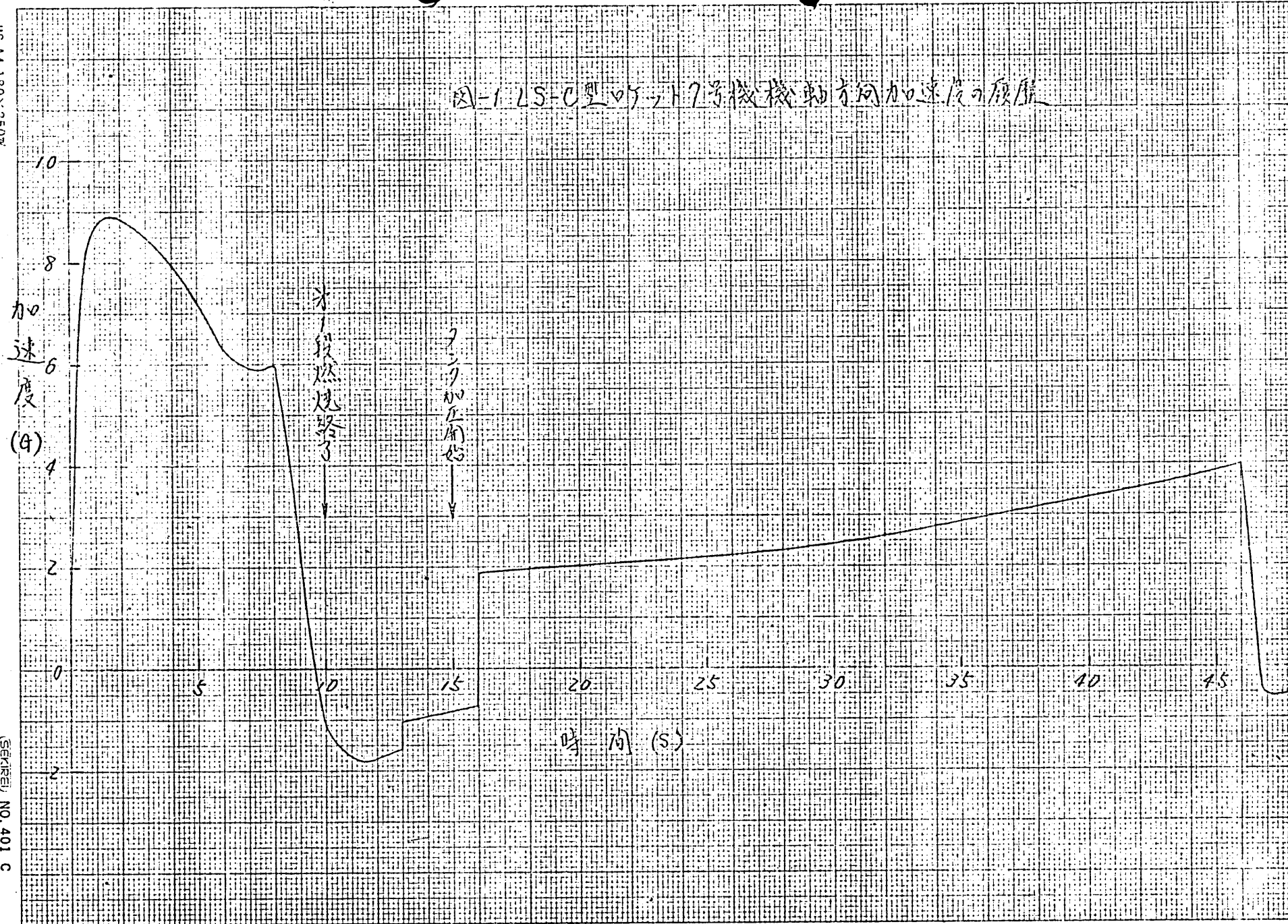


図-2 試験用V7-41 2号機 機軸方向の速度の履歴
(1, 2段分組) 才2段点火止)

機軸方向
加速度 (g)

0.02

0.01

0

-0.005

1
2
段
分
組

77

80

85

86

1
2
段
分
組

90

1
2
段
分
組

97

LOW 軌道

時間 (s)

火

図-3 N-100-1 型機軸方向加速度の履歴

